

Канд. техн. наук А. В. Лось

ФОРМИРОВАНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ МОДИФИКАЦИЙ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ С УЧЕТОМ ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Под основными параметрами понимают грузоподъемность m_g , дальность действия L и топливную эффективность η_T , которые во многом определяют конкурентоспособность самолетов транспортной категории, в том числе и военно-транспортных. Причиной создания модификаций самолетов транспортной категории является требование постоянного роста их рейсовой производительности путем увеличения грузоподъемности и дальности действия. Среди основных целей реализации подобных решений присутствует непереносимое повышение топливной эффективности модификаций, поскольку стоимостные затраты на топливо достигают 80 % стоимости самолето-часа при эксплуатации. Существует ряд моделей, которые позволяют оценить влияние весовых и аэродинамических параметров планера самолета и режимно-топливных характеристик силовой установки (удельного расхода двигателя) на интегральный показатель топливной эффективности модификации в крейсерском режиме и среднечасового расхода топлива на этапе сертификации, когда все параметры планера и двигателя зафиксированы и рассмотрение вариантов не представляется возможным. Предложена новая модель для этапа проектирования модификаций, в которых осуществляются глубокие модификационные изменения в геометрии крыла и силовой установке при различных вариантах их соотношений и согласования. Параметры новой модели: удельная топливная эффективность – удельная рейсовая производительность – в целях формирования относительной грузоподъемности и относительной дальности действия. Анализ таких зависимостей показал:

- с ростом относительной дальности \bar{L} растут и затраты топлива на рейс;
- адекватность изменений рейсовой производительности наблюдается только при $\bar{L} < 0,5$. При $\bar{L} > 0,5$ производительность постоянно снижается, тогда как удельный показатель расхода топлива на единицу работы возрастает в экспоненциальной форме;
- если при анализе принять во внимание удельную величину транспортной эффективности, т. е. характеристику «груз – дальность» ($\bar{m}_{n,n} = f(\bar{L})$), то становится очевидным, что наиболее благоприятными (с точки зрения топливной эффективности) являются относительные дальности $0,3 < \bar{L} < 0,5$. В этом диапазоне \bar{L} реализуются не только приемлемые значения топливной эффективности, но и максимальное значение рейсовой производительности, т. е. основных параметров, ради которых разрабатываются модификации.

Ключевые слова: производительность, грузоподъемность, топливная эффективность, формирование параметров.

Під основними параметрами розуміють вантажопідйомність m_g , дальність дії L і паливну ефективність η_T , які багато в чому визначають конкурентоспроможність літаків транспортної категорії, у тому числі і військово-транспортних. Причиною створення модифікацій літаків транспортної категорії є вимога постійного зростання їх рейсової продуктивності шляхом збільшення вантажопідйомності і дальності дії. Серед основних цілей реалізації подібних рішень є обов'язкове підвищення паливної ефективності модифікацій, оскільки вартісні витрати на паливо досягають 80 % вартості літако-години під час експлуатації. Є ряд моделей, які дозволяють оцінити вплив масових і аеродинамічних параметрів планера літака та режимно-паливних характеристик силової установки (питомої витрати двигуна) на інтегральний показник паливної ефективності модифікації у крейсерському режимі й середньогодинної витрати палива на етапі сертифікації, коли всі параметри планера та двигуна зафіксовані і розгляд варіантів не можливий. Запропоновано нову модель для етапу проектування модифікацій, у яких здійснюються глибокі модифікаційні зміни в геометрії крила та силовій установці за різних варіантів їх співвідношень та узгодження. Параметри нової моделі: питома паливна ефективність – питома рейсова продуктивність – для формування відносної вантажопідйомності і відносної дальності дії. Аналіз таких залежностей показав:

- зі зростанням відносної дальності \bar{L} зростають і витрати палива на рейс;
- адекватність змін рейсової продуктивності спостерігається тільки за $\bar{L} < 0,5$. За $\bar{L} > 0,5$ продуктивність постійно зменшується, тоді як питома витрати палива на одиницю роботи зростає в експоненційній формі;

– якщо під час аналізу взяти до уваги питому величину транспортної ефективності, тобто характеристику «вантаж – дальність» ($\bar{m}_{n,n} = f(\bar{L})$), то стає очевидним, що найбільш сприятливими (з погляду паливної ефективності) є відносні дальності $0,3 < \bar{L} < 0,5$. У цьому діапазоні \bar{L} реалізуються не тільки прийнятні значення паливної ефективності, але і максимальне значення рейсової продуктивності, тобто основних параметрів, для яких розробляють модифікації.

Ключові слова: продуктивність, вантажопідйомність, паливна ефективність, формування параметрів.

The main parameters are understood as: carrying capacity m_r , range L and fuel efficiency qm , which largely determine the competitiveness of aircraft of this type, including military transport aircraft. The reason for the creation of modifications of transport category aircraft is the requirement for a constant increase in their flight performance by increasing the carrying capacity and range. Among the main goals of implementing such decisions there is an indispensable increase in the fuel efficiency of modifications, since the cost of fuel reaches 80 % of the cost of an airplane hour during operation. There are a number of models that make it possible to assess the influence of the weight and aerodynamic parameters of the airframe of the aircraft and the fuel performance of the power plant (specific engine consumption) on the integral indicator of the fuel efficiency of the modification at cruising mode and the average hourly fuel consumption at the certification stage, when all parameters of the airframe and engine are fixed and consideration of options is not possible. A new model is proposed for the stage of designing modifications, in which deep modification changes are made in the geometry of wing and in the power plant with various variants of their correlation and coordination. The parameters of new model: specific fuel efficiency – specific route productivity, in order to form the relative carrying capacity and relative range of action for the required specific fuel efficiency. An analysis of such dependencies showed:

- with an increase in relative range \bar{L} , fuel costs per flight also increase;
- the adequacy of changes in route performance is observed only at $\bar{L} < 0.5$. At $\bar{L} > 0.5$ productivity is constantly decreasing, while the specific indicator of fuel consumption per unit of work increases exponentially;
- if in the analysis we take into account the specific value of transport efficiency, that is, the characteristic “load – range” ($\bar{m}_{n,n} = f(\bar{L})$), it becomes obvious that the most favorable (from the point of view of fuel efficiency) are relative ranges of $0,3 < \bar{L} < 0,5$. In this range \bar{L} , not only acceptable fuel efficiency values are realized, but also the maximum value of the route performance, that is the main parameters for which modifications are developed.

Key words: productivity, carrying capacity, fuel efficiency, parameter formation.

Введение

При создании модификаций самолетов транспортной категории наиболее важными параметрами являются их грузоподъемность m_r , дальность действия L и топливная эффективность q_T [1].

Грузоподъемность и дальность определяются заказчиком, а топливная эффективность формируется в процессе проектирования и при выборе форм эксплуатации.

В классическом представлении [2, 3] коэффициент топливной эффективности оценивается на основе зависимости

$$q_T = \frac{m_r}{m_r \cdot L}, \text{ г/(т·км)}, \quad (1)$$

где m_r – масса топлива, расходуемая за рейс.

Этот показатель не только предопределяет экономическую конкурентоспособность самолета, но и во многом влияет на экологические ограничения по вредным выбросам.

В целом ряде случаев применяют модифицированные модели выражения (1).

При горизонтальном установившемся полете, когда тяга двигателя равна лобовому сопротивлению самолета, используют понятие километрового расхода топлива, который оценивают по выражениям

$$q = \frac{mC_{y0}}{3,6VK} \text{ или } q = \frac{mC_{y0}}{3,6MK}. \quad (2)$$

В таких моделях более конкретно оценивается влияние планера самолета (m , V , K) и силовой установки C_{y0} на километровый расход топлива.

Статистический анализ изменения топливной эффективности при создании модификаций самолетов транспортной категории

Такой анализ осуществлен на примерах модификаций, созданных фирмами Boeing, Airbus, КБ Ильюшина и КБ «Туполев», ГП «Антонов» [4 – 7]:

– Airbus A321-100: топливная эффективность – 23,2 г/пасс. км;

- Airbus A321-100/200: удельный расход топлива – 18,2 г/пасс. км, часовой расход топлива – 3200 кг/ч;
- ATR 42: среднечасовой расход топлива – 600 кг/ч;
- ATR 42-320: удельный расход топлива – 21,7 г/пасс. км, часовой расход топлива – 450 кг/ч;
- Boeing 747-100: удельный расход топлива – 32 г/пасс. км;
- Boeing 747-300: удельный расход топлива – 22,4 г/пасс. км, часовой расход топлива – 14,5 т/ч;
- Ан-26: среднечасовой расход топлива – 1087 кг/ч;
- Ан-30: среднечасовой расход топлива – 900 кг/ч.

Как видно, в ряде случаев используют показатель удельного расхода топлива той же размерности – г/(т·км). Для расчетов величины m_T на рейс часто применяют понятие «часового расхода топлива», что наиболее приемлемо для оценки топливной эффективности ВТС.

Из приведенных данных также следует, что процесс проектирования направлен на устойчивый рост показателя топливной эффективности последующих модификаций. Такие изменения нетрудно оценить на ос-

нове выражений (1) и (2) на этапе сертификации уже спроектированного самолета, но улучшить показатель q_T можно только путем перепроектирования самолета. Поэтому для ранней стадии создания модификации, когда еще можно рассматривать варианты, предлагается новая модель формирования показателя удельной топливной эффективности \bar{q}_T по заданным показателям удельной грузоподъемности \bar{m}_r и удельной дальности \bar{L} , достигаемым путем необходимых модификационных изменений в геометрии крыла и силовой установке.

Такой подход базируется на новой методологии [10] формирования модификационных изменений в геометрии крыла (в целях повышения его аэродинамического качества) и силовой установке (в целях уменьшения удельного расхода топлива двигателя), а также на структуре согласования изменений в крыле и силовой установке (рис. 1), одной из конечных целей которых является обеспечение требуемого показателя топливной эффективности уже на этапе предварительного проектирования модификации с заданными значениями грузоподъемности \bar{m}_r и дальности действия \bar{L} .



Рис. 1. Схема согласования основных изменений на этапе предварительного проектирования модификации

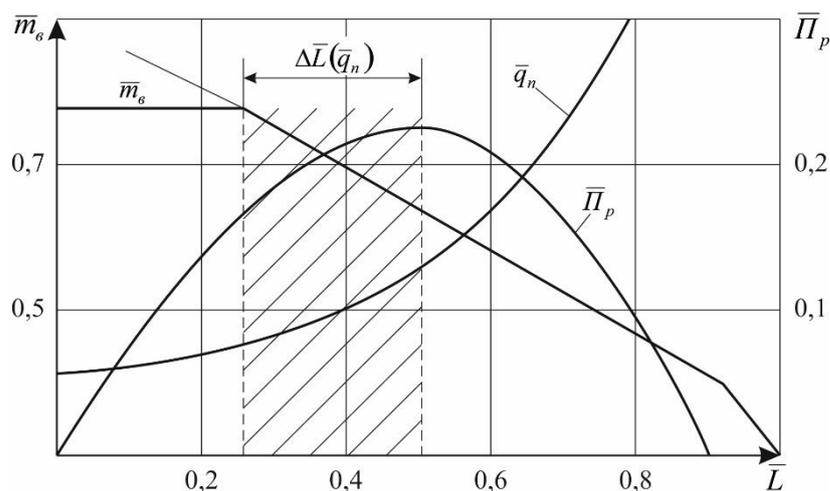


Рис. 2. Влияние удельной грузоподъемности \bar{m}_r и удельной дальности действия \bar{L} на показатель удельной топливной эффективности \bar{q}_n ; $\bar{\Pi}_p$ – удельная рейсовая производительность

Для реализации заявленной цели введем понятия:

- удельной рейсовой производительности на единицу стартовой массы

$$\bar{\Pi}_p = \frac{\Pi_p}{m_o} = \frac{m_r L}{m_o} = \bar{m}_r L; \quad (3)$$

- удельной топливной эффективности

$$\bar{q}_n = \frac{m_r}{m_o \bar{\Pi}_p} = \frac{\bar{m}_r}{\bar{m}_r} \cdot \frac{1}{L}; \quad (4)$$

- удельной дальности

$$\bar{L} = \frac{L}{KV} = \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_r}, \quad (5)$$

модификационные изменения которых позволяют оценить их взаимовлияние (рис. 2);

- адекватность изменений рейсовой производительности наблюдается только при $\bar{L} < 0,5$. При $\bar{L} > 0,5$ производительность постоянно снижается, тогда как удельный показатель расхода топлива на единицу работы возрастает в экспоненциальной форме;

- если при анализе принять во внимание удельную величину транспортной эффективности, т. е. характеристику «груз – дальность» ($\bar{m}_{n,л} = f(\bar{L})$), то становится очевидным, что наиболее благоприятными (с точки зрения топливной эффективности) являются относительные дальности $0,3 < \bar{L} < 0,5$. В этом диапазоне \bar{L} реализу-

ются не только приемлемые значения топливной эффективности, но и максимальное значение рейсовой производительности, т. е. основных параметров, ради которых разрабатываются модификации.

Выводы

Основной причиной создания модификаций самолетов транспортной категории является требование постоянного роста их рейсовой производительности путем увеличения грузоподъемности и дальности действия.

Среди основных целей реализации подобных решений – неременное повышение топливной эффективности модификаций, поскольку стоимостные затраты на топливо достигают 80 % стоимости самолето-часа при эксплуатации.

Существует ряд моделей, которые позволяют оценить влияние весовых и аэродинамических параметров планера самолета и режимно-топливных характеристик силовой установки (удельного расхода двигателя) на интегральный показатель топливной эффективности модификации на крейсерском режиме и среднечасового расхода топлива на этапе сертификации, когда все параметры планера и двигателя зафиксированы и рассмотрение вариантов не представляется возможным.

Предложена новая модель для этапа проектирования модификаций, в которых осуществляются глубокие модификационные изменения в геометрии крыла и силовой

установке при различных вариантах их соотношений и согласования.

Параметры новой модели: удельная топливная эффективность – удельная рейсовая производительность – в целях формирования относительной грузоподъемности и относительной дальности действия.

Анализ таких зависимостей показал:

– с ростом относительной дальности \bar{L} растут и затраты топлива на рейс;

– адекватность изменений рейсовой производительности наблюдается только при $\bar{L} < 0,5$. При $\bar{L} > 0,5$ производительность постоянно снижается, тогда как удельный показатель расхода топлива на единицу работы возрастает в экспоненциальной форме;

– если при анализе принять во внимание удельную величину транспортной эффективности, т. е. характеристику «груз – дальность» ($\bar{m}_{н.н} = f(\bar{L})$), то становится очевидным, что наиболее благоприятными (с точки зрения топливной эффективности) являются относительные дальности $0,3 < \bar{L} < 0,5$. В этом диапазоне \bar{L} реализуются не только приемлемые значения топливной эффективности, но и максимальное значение рейсовой производительности, т. е. основных параметров, ради которых разрабатываются модификации и которые оказывают решающее влияние на затраты за их жизненный цикл.

Список использованной литературы

1. Балабуев П. В. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями. Харьков, 2003. Ч. 2. 389 с.

2. Югов О. К. Согласование характеристик самолета и двигателя. 1975. 204 с.; 2-е изд., 1980. 200 с.

3. Король В. Н. Концепция создания международного консорциума «Средний транспортный самолет». Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Харьков, 2002. Вып. 30(3). С. 6-27.

4. Global Market Forecast. Future Journeys 2013 – 2020 / AIRBUS S.A.S Blagnac Cedex: Art @ Caractere, 2013. 125 p. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.airbus.com/company/market/forecast/eID=dam>.

5. 747-400 Freighter Main deck cargo arrangements. Boeing, 2010 10 p. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.boeing.com>.

6. ICAO. 3.2bn passengers used air transport in 2014. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.aviatime.com/en/airports/airports-news>.

7. Ан-188. Средний военно-транспортный самолет укороченного взлета и посадки. Киев, 2018. С. 118.

Статья поступила 02.12.2019